

가변구조 제어기를 이용한 인공위성의 자세제어

조 윤철*, 박 수홍*, 조 겸래**

*부산대학교 대학원 **부산대학교 항공우주공학과

Attitude Control of Satellite by Variable Structure Controller

Y. C. Cho*, S. H. Park*, K. R. Cho**,

*Graduate School **Dept. of Aerospace Eng.

Pusan National University Pusan National University

ABSTRACT

A VSC law is derived for the attitude control of an orbiting spacecraft in the presence of disturbance and parameters variation using reaction jets. The switching surface was chosen to be a linear function of tracking error, its derivative and integral. Simulation results are presented to show that, in the closed-loop system, precise attitude control is accomplished in spite of uncertainty in the system.

1. 서론

근래에 들어서 우리 나라에서도 우주에 관한 관심이 고조되고 있고, 여러 연구기관과 각 대학에서 우주 분야에 관해 많은 연구가 진행되고 있다. 우주 분야의 연구방향은 궤도 결정문제, 초진공인 우주공간에서의 극심한 환경이 우주선에 미치는 영향문제, 인공위성의 자세 및 궤도제어문제, 추적 및 관제시설과 장치문제 등의 연구분야가 있다.

발사체로부터 분리된 위성이 궤도 진입된 이후 위성의 자세 목적에 맞도록 정해진 궤도를 운행한다. 그 다음 단계로써 위성의 임무 수행을 위하여 자세제어가 필요하게 된다.

즉, 지구나 달의 사진을 찍거나, 천체를 관측하기 위해, 또는 안테나의 방향을 통신전파의 방향으로 적절히 향하게 하기 위해, 태양전지의 방향이 태양을 향하게 하거나, 위성체 구조상의 열문제 즉, 에너지 흐름 방향제어 등에 자세제어를 필요로 하게 된다. 인공위성이 수행해야 할 임무가 복잡해 질수록, 위성전체나 일부분의 자세제어를 더욱 필요로 하게 된다.

위성의 자세제어 방법에는 여러가지가 있다. 각도가 적다는 가정을 해서 선형제어법칙을 적용한 방법^[1], 위성의 동역학을 최대한 고려하여 제어계를 구성한 방법^[2], 2점 경계치 문제를 풀어서 최적 제어법칙을 구성한 방법^[3] 등 여러가지가 있으나 실제 상황에서

는 위성의 파라미터를 세밀히 알지 못하거나 작동중 이러한 파라미터가 변하게 된다. 게다가 중력구배, 태양복사압, 지구자기장 등의 외란요소가 인공위성에 계속 작용하게 된다. 이러한 외란을 세밀하게 고려하여 위성의 제어기를 설계하는 것은 많은 어려움이 따르고 비경제적이다. 그리고 인공위성의 운동방정식은 비선형이 강하게 결합되어 있다.

따라서 본 연구에서는 불확실한 파라미터 등이 존재하는 비선형시스템에 대하여 강건한제어기를 설계하고자 한다. 비선형시스템을 상태변수 피드백을 이용하여 비결합(decoupling)시키고 매개변수 변동이나 외란에 대해 둔감한 특성을 지닌 VSS 제어기를 적용한다. VSS 제어기의 이러한 특성 때문에 최근에 결합이 심한 로봇 팔, 엔진등의 추적 문제에 많이 적용되고 있다.

2. 문제형성

인공위성을 다음과 같은 비선형시스템을 가정한다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A(x, t) + \Delta A(x, t) + (B(x, t) + \Delta B(x, t))u & \text{--- (1)} \\ y &= C(x, t) \end{aligned}$$

$x(t), u(t), y(t)$ 는 시간 t 에 대해 실변수 함수이고, 각각 n 차, m 차, m 차 벡터이다. A, B, C 는 변수 x 와 t 에 대해 해석 함수이고 ΔA 와 ΔB 는 x 와 t 에 대해 연속이고 미분가능하다고 가정한다. ΔA 와 ΔB 는 불확실성을 나타내는 함수이다. ΔA 와 ΔB 가 영(zero)이면 공칭 시스템이 된다. C 의 i 번째 요소를 c_i 라 한다.

다음과 같이 수식을 정의한다.

$$A^i c_i(x, t) = \frac{\partial}{\partial t} c_i(x, t) + \left[\frac{\partial}{\partial x} c_i(x, t) \right] A(x, t)$$

$$\frac{\partial c_i}{\partial x_i} = \left[\frac{\partial c_i}{\partial x_1}, \dots, \frac{\partial c_i}{\partial x_n} \right]$$

$$A^j c_i(x, t) = A(A^{j-1} c_i)(x, t)$$

$$A^0 c_i(x, t) = c_i(x, t)$$

다음은 비결합(decoupling)시키기 위한 방법이다. 공칭 시스템에 상태 피드백이 존재하기 위한 필요충분 조건은

$$B^* = \left[\frac{\partial}{\partial x} (A^j c_i(x, t)) \right] B(x, t) \Big|_{j=0, \dots, a_i, i=1, \dots, m} \quad \text{---(2)}$$

인 a_i 가 존재하여야 한다. 그리고 불확실성을 나타내는 함수 ΔA 와 ΔB 가 y_i 의 j 번째 미분까지 나타나지 않아야 한다.

즉,

$$\left[\frac{\partial}{\partial x} (A^j c_i(x, t)) \right] \Delta A(x, t) \Big|_{j=0, 1, \dots, a_i-1, i=1, \dots, m} = 0$$

$$\left[\frac{\partial}{\partial x} (A^j c_i(x, t)) \right] \Delta B(x, t) \Big|_{j=0, 1, \dots, a_i-1, i=1, \dots, m} = 0 \quad \text{---(3)}$$

(1)식에서 출력 $y_i(t)$ 를 a_i+1 까지 미분하여 비 결합된 다음 식을 얻을 수 있다.

$$y_i^{(j)}(t) = A^j c_i(x, t), \quad j = 0, 1, \dots, a_i$$

$$y_i^{(j)}(t) = A^j c_i(x, t) + \left[\frac{\partial}{\partial x} (A^j c_i(x, t)) \right] \times B(x, t) + \left[\frac{\partial}{\partial x} (A^{j-1} c_i(x, t)) \right] \times [\Delta A + \Delta B u(t)] \quad \text{---(4)}$$

$j = a_i+1, i = 1, \dots, m$

그리고 $y_r = (y_{r1}, \dots, y_{rm})^T$ 원하는 출력 궤적이라고 하면 추적 오차는 $\tilde{y} = y - y_r$ 이 된다. 페루프 시스템에서 시간이 ∞ 로 갈때 추적오차가 0으로 되게 하는 제어를 설계하는 것이 본 연구의 목적이다.

3. 가변 구조 제어기

가변구조 제어기론은 1950년대 소련에서 처음으로 시작되었으며 고속의 스위칭을 실현하는 수단으로, 또는 불안정한 시스템을 안정화시키기 위해서 제한적으로 사용되다가 고속스위칭 소자의 발달과 micro-processor의 발달, 그리고 Slotine에 의해 부호 (SIGN)함수 대신에 포화(SAT)함수를 도입함으로써 채터링 현상을 없게 함으로서 전동기 제어에, 또는 로보트 팔의 제어등 광범위하게 적용되고 있다.

시스템의 구조를 미리 정한 알고리즘 또는 구조적인 변환 법칙에 따라 구조를 변경시켜 강제적으로 따르도록 함으로써 응답이 빠르고, 명령입력에 대한 정상상태 오차가 없고, 슬라이딩 운동에 의해 파라미터 변동이나 외란이 있는 피드백 시스템에 대해 강한 강인성을 갖게 하는 성질이 있다. 하지만 일반적으로 시간 지연, 히스테리시스 등에 의해 이상적인 슬라이딩 운동을 유지하지 못하고 채터링 현상이 발생한다. 이러한 채터링 현상은 대부분의 기계시스템에서는 바람직하지 못하므로 이것을 제거하기 위해 포화함수를 도입하고 포화함수는 외란에 대하여 정상상태 오차가 존재하기 때문에 포화함수의 기울기를 급하게 한다. 기울기를 급하게 하면 불확실성에 대해 고주파 채터링 현상이 발생할 가능성이 많으므로 본 연구에는 스위칭 평면에 적분요소를 첨가하여 정상상태에서의 성능을 향상시키고 기울기를 낮추어 줌으로 제어입력도 줄이고자 한다. 제어기의 설계는 다음과 같다

첫번째로 스위칭 평면을 선택한다.

$$S = ed + 2Ge_a + G^2 \int_0^t e_a d\tau \quad \text{---(5)}$$

$$e_a = (y^{(j)} - y_r^{(j)}), \quad j = 1, 2, \dots, a_m - 1$$

$$e_d = (y^{(a_m)} - y_r^{(a_m)}),$$

$$G = \text{diag}[g_{i1}, \dots, g_{ia_i}] \quad i = 1, 2, \dots, m$$

$$y_i^{(a_i)} + \sum_{j=0}^{a_i-1} g_{i(j+1)} y_i^{(j)} = 0 \quad \text{---(6)}$$

가 안정하기 위한 G 를 선택한다. 즉, Hurwitz식이다. 여기서 스위칭 평면에 적분요소를 도입 함으로써 정상 상태에서의 추적 오차를 줄인다.

다음은 제어법칙을 유도한다.

Lyapunov 함수를 다음과 같이 도입한다.

$$V(s) = \sum_{i=0}^m |s_i| \quad \text{---(7)}$$

(5)에서 S 를 미분하면

$$\dot{S} = (y_1^{(a_1+1)}, \dots, y_m^{(a_m+1)})^T + 2Ge_a + G^2 e_a \quad \text{---(8)}$$

이고, $A^* i = A^{a_i+1} c_i(x, t)$

$$L_i(x, t) = \left[\frac{\partial}{\partial x} (A^{a_i+1} c_i(x, t)) \right]$$

$y_r = (y_{r1}, \dots, y_{rm})^T$ 라 두고 (6)식을 (8)식에 대입하면

다음의 식을 유도할 수 있다.

$$\dot{S} = G e_a + G^2 e_a + A^* L (\Delta A + \Delta B u) - y_r + B^* u \quad \text{---(9)}$$

따라서 제어법칙을 다음과 같이 유도 할 수 있다.

$$u = F - B^{*-1} [k \nabla V]$$

$$F(x, y_r, t) = B^{*-1} [-2G e_a - G^2 e_a - e_d]$$

∇V 는 $S=0$ 에서 정의 되지 않고 미분 방정식 (1)에서 u 가 불연속 이므로 (1)식이 불연속인 우측항을 가진다. 그러한 경우 Filippov의 해의 개념으로 풀수있고, $V(t)$ 를 계산하기 위해 일반적인 ∇V 를 ∂V 로 나타내면, $\partial V(s) = \text{co}(\lim \nabla V(\hat{s}) | \hat{s} \rightarrow s, \hat{s} \in \Omega_v \cup N)$ 이다. 여기서 co 는 convex hull, Ω_v 는 ∇V 가 존재하지 않는 집합을 나타내고, N 는 measure zero인 임의의 집합이다.

k 는 다음과 같이 불확실한 요소를 고려하여 선정한다.

$$\|L(\Delta A + \Delta B F(x, y_r, t))\| \leq \gamma_1(x, y_r, t)$$

$$\|L(\Delta B B^{*-1}(x, t))\| \leq \gamma_2(x, t) < \gamma_0 < 1$$

$$k(x, y, t) \geq (1 - \gamma_2(x, t))^{-1} (\epsilon + \gamma_1(x, y_r, t)) \quad \text{---(10)}$$

위와 같이 k 를 선정하면 Lyapunov 함수 $\dot{V}(S) \leq 0$ 을 만족시키므로 유한한 시간내에서 S 가 0으로 간다. [4]

4. 인공위성의 제어

중력장의 영향을 받는 원주궤도상의 인공위성을 다음의 그림과 같이 나타낸다.

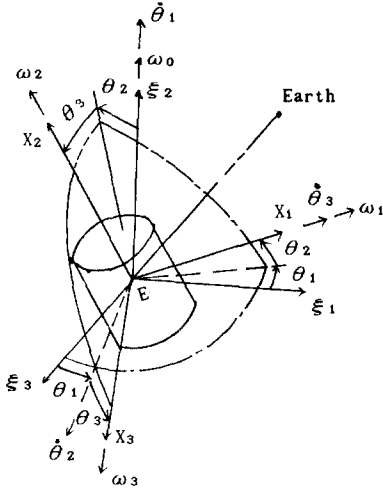


그림1. 기준좌표계

여기서 x_1, x_2, x_3 는 관성축이고 E는 질량중심이다. ξ_3 는 궤도의 접선벡터방향을 나타내고, ξ_2 는 법선벡터방향을 나타낸다. ξ_1, ξ_2, ξ_3 는 오른쪽으로 회전하는 좌표계이다.

다음식은 인공위성의 각속도 방정식이다.

$$\omega = \begin{bmatrix} (\omega_0 + \dot{\theta}_1) \sin \theta_2 + \dot{\theta}_3 \\ (\omega_0 + \dot{\theta}_1) \cos \theta_2 \cos \theta_3 + \dot{\theta}_2 \sin \theta_3 \\ -(\omega_0 + \dot{\theta}_1) \cos \theta_2 \sin \theta_3 + \dot{\theta}_2 \cos \theta_3 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = R(\theta) \dot{\theta} + \omega_c(\theta) \quad \text{---(11)}$$

여기서 $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ 는 오일러 각이고, 각각 피치각, 요각, 롤각이다.

동역학식은 다음과 같다.

$$I\omega + \dot{\omega}I\omega = 3\omega_0^2 \xi_c I \xi_c + u + T_d \quad \text{---(12)}$$

여기서 $3\omega_0^2 \xi_c I \xi_c$ 는 중력의 영향을 나타내는 항이고, $\omega_0 = \mu/R_0^3$ 으로 $\omega_0 R_0$ 는 반경이 R_0 인 원주궤도에서의 위성의 접선속도를 나타낸다. ξ_c 는 방향코사인으로 다음과 같다.

$$\xi_c = \begin{bmatrix} \sin \theta_1 \cos \theta_2 \\ \cos \theta_1 \sin \theta_3 + \sin \theta_1 \sin \theta_2 \cos \theta_3 \\ \cos \theta_1 \cos \theta_3 - \sin \theta_1 \sin \theta_2 \sin \theta_3 \end{bmatrix}$$

(11), (12)식을 상태방정식의 형태로 표시하면

$$\dot{x} = (\dot{\theta}^T, \dot{\omega}^T)^T = \begin{bmatrix} R^{-1}(\theta)(\omega - \omega_c(\theta)) \\ I^{-1}(-\dot{\omega}I\omega + 3\omega_0^2 \xi_c I \xi_c + T_d) \\ 0 \\ I^{-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ I^{-1} \end{bmatrix} = A(x) + \Delta A + (B + \Delta B)u \quad \text{---(13)}$$

$$y = \theta = C(x)$$

(3)에서 가정 1을 만족시키는 a_1 는

$$\left[\frac{\partial}{\partial x} (c(x)) \right] B = [I_3 \times 3 \ 0] B = 0$$

$$Ac(x) = \left[\frac{\partial}{\partial x} (c(x)) \right] A = R^{-1}(\theta)(\omega - \omega_c(\theta)) = \theta$$

이므로, $a_1=1$ 이고 $B^* = R^{-1}(\theta) I^{-1}$ 이다.

따라서 스위칭 평면을 다음과같이 선택한다.

$$s = (Ac - \dot{\theta}_r) + 2G(\theta - \theta_r) + G^2 \int_0^t (\theta - \theta_r) dt \quad \text{---(14)}$$

여기서 G 를 $3I_3 \times 3, 5I_3 \times 3$ 으로 선택한다. G 의 값은 대역폭이므로 G 를 크게 하면 응답속도가 빨라지나 제어량 많아진다.

3장에서 언급한대로 유도하면 다음과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$A^2c = A(Ac) = \left[\frac{\partial}{\partial x} (Ac(x)) \right] A$$

$$= \left[\frac{\partial}{\partial x} (R^{-1}(\theta)(\omega - \omega_c(\theta)) \ R^{-1}) \right] A$$

$$F = B^* \left[-(A^2c - \dot{\theta}_r) - 2G(Ac - \dot{\theta}_r) - G^2(\theta - \theta_r) \right]$$

$$L(x) = \left[\frac{\partial}{\partial x} (Ac(x)) \right] = \left[\frac{\partial}{\partial x} (R^{-1}(\theta)(\omega - \omega_c(\theta)) \ R^{-1}) \right]$$

$$L(x)(\Delta A + \Delta B F) = R^{-1}(\Delta A_2 + \Delta B_2 F)$$

$$L(x)\Delta B = R^{-1}\Delta B_2$$

$$\|R^{-1}(\Delta A_2 + \Delta B_2 F)\| \leq \gamma_1$$

$$\|R^{-1}\Delta B_2 B^* \bar{1}\| \leq \gamma_2 < 1$$

제어입력

$$u = B^* \bar{1} [-(A^2c - \dot{\theta}_r) - 2G(Ac - \dot{\theta}_r) - G^2(\theta - \theta_r) - k \operatorname{sgn}(s)] \quad \text{---(15)}$$

$$\text{여기서 } \operatorname{sgn}(s) = \begin{cases} 1 & s > 0 \\ -1 & s < 0 \\ 0 & s = 0 \end{cases} \quad \text{---(16)}$$

시스템에 대한 불확실한 요소를 고려한 항 ΔA 는 다음과 같이 랜덤 입력으로 고려하면, $\Delta A = [0 \ I^{-1}T_d]$ 이고, 시스템과 제어기 사이의 불확실한 요소를 나타내는 항 ΔB 를 0으로 가정하면

$$\|R^{-1}I^{-1}T_d\| \leq \gamma_1(\theta) \text{ 이고}$$

$$\|R^{-1}\Delta B_2 B^* \bar{1}\| = 0 \text{ 이다.}$$

따라서 $k(\theta) = \varepsilon + \gamma_1(\theta)$, ε 는 0.5를 선정하고, γ_1 은 θ 의 함수로 계산된다. 시간지연이나 히스테리시스, 그리고 디지털 시뮬레이션의 수치적분 과정상 발

생하는 채터링을 없애기 위해서 포화함수를 도입한다.

$$\text{sat}(s) = \begin{cases} 1 & s > \varepsilon_1 \\ s/\varepsilon_1 - \varepsilon_1 < s < \varepsilon_1 \\ -1 & s < -\varepsilon_1 \end{cases} \quad \text{---(17)}$$

5. 시뮬레이션 결과

위에서 구한 불연속(SIGN)과 연속(SAT)제어법칙을 시스템에 대입하여 다음의 자료를 이용하여^[3] 컴퓨터 시뮬레이션하여 제어기의 성능을 평가하고자 한다

$$I = \text{diag}(874.6, 888.2, 97.6) \text{Kg m}^2$$

$$\omega = 7.29 \times 10^{-5} (\text{rad/s}^2)$$

$$\varepsilon = 0.5$$

$$\varepsilon_1 = 0.167, 0.5$$

기존 모델은 정착시간이 12~13초이고 R로 수렴하는 다음과 같은 모델로 선정한다.

$$\theta_r + 2\xi\omega_n\theta_r + \omega_n^2\theta_r = \omega_n^2R \quad \text{---(18)}$$

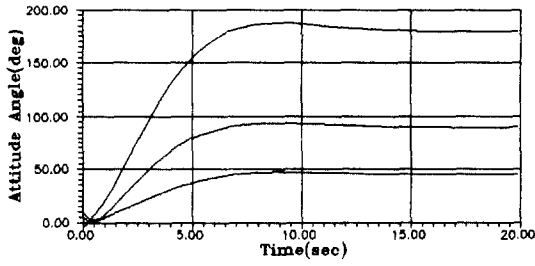
여기서 $\omega_n = 0.5$, $\xi = 0.707$, $\theta_r(0) = \theta_r(0) = 0$, $R = \theta^* = (180, 45, 90) (\text{deg})$ 초기상태 $\theta(0) = (-5, 5, 10) (\text{deg})$, $\omega(0) = (-30, 20, 25) (\text{deg/s})$ 로 가정하면 초기의 추적오차는 각각 -5, 5, 10도이다. T_d 는 랜덤외란토크로 여기서는 평균값(T_d)이 (20, 0, -15)이고 표준편차(σ_{T_d})가 (10, 10, 10)이다. 따라서 k값을 계산하기 위한 T_d 의 최대치를 $|T_d| + 3\sigma_{T_d}$ 로 둔다. 먼저 불확실한 항을 고려하지 않고, $G = 3I_{3 \times 3}$, $\varepsilon_1 = 0.167$, 포화함수를 입력으로 주었을때 시스템의 응답을 그림2에서 보여준다. 추적 오차는 12초 이내에 0이 되고 정상상태에서 추적오차가 발생하지 않는 것을 볼 수 있고, 채터링은 완전히 제거된 것을 보여준다. 그리고 위성에서 중요한 에너지, 즉 제어입력 $[u_{1\max}, u_{2\max}, u_{3\max}] = [1232.4, -388.4, 132.4] (\text{Nm})$ 이고 매끄러운 입력의 크기를 나타내어 만족할만한 응답임을 알 수 있다. 그림3은 그림2과 같은 조건하에서 불확실한 항을 랜덤 입력으로 주었을때이다. 각도 선도에서 보면 정상상태에서 추적오차가 생기지 않고, 매끄러운 응답을 얻을 수 있고, 제어입력에 있는 고주파 채터링현상은 실제 기계시스템이 저주파 통과 필터 역할을 하므로 실제응답에서는 나타나지 않을 것으로 생각된다. 그리고, 제어입력은 조금 증가하는 것을 관찰 할 수 있다. 그림 4는 $G = 3I_{3 \times 3}$ 이고 ε_1 값을 0.5로 크게 했을때 스위칭 평면 S주위의 경계가 넓어지므로 슬라이딩 모드가 그림 3의 경우보다 잘 일어 나서 제어입력이 매끄럽고 추적이러가 감소하는 것을 볼 수 있다. 그림 5는 $G = 5$ 이고 $\varepsilon_1 = 0.5$ 일때 이다. 여기서 G값이 커지므로 제어입력이 조금커지지만 추적오차가 많이 줄어들고 정착시간도 7.5초로 줄어든다. 그림 6은 제어기의 강인성을 평가하는 것으로 파라메타 변동을 관성모멘트 I_1 을 20%, I_2, I_3 을 각각 10%씩 감소 시키고 외란이 없을 때를 나타낸다. 정착시간이 10초 이내로 양호한 응답특성을 나타낸다. 그림 7은 $G = 5$, $\varepsilon_1 = 0.5$ 이고 스위칭 평면 S에 적분요소가 없고, 외란이 작용할때의 정상상태 오차와 제어입력의 시간응답을 나타낸다.

6. 결론

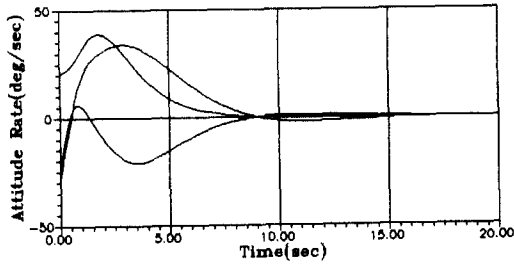
이상과 같이 인공위성시스템에 상태 피드백과 가변 구조 제어기를 설계하여 적용했을때 부호(SIGN)함수에서는 제어입력이 고주파 채터링 현상을 일으켜 인공위성의 제어기로서 부적합하고, 시뮬레이션 시간도 많이 걸리나, 포화(SAT)함수에서는 시간이 작게 걸리고, 외란 작용시 적분요소가 없는 제어기에서는 제어입력을 작게하기 위해서 ε_1 을 크게 하면 정상상태에서 추적오차가 발생하지만 적분요소가 있는 제어기에서는 ε_1 을 크게 하더라도 정상상태에서 추적오차가 없어 지는 것을 볼 수 있고, 제어입력이 줄어드는 것을 볼 수 있다. 따라서 위성의 제어기로서 파라메타 변동이나 외란에 대해 강인한 제어기임을 시뮬레이션 결과를 통해 알 수 있다.

7. 참고문헌

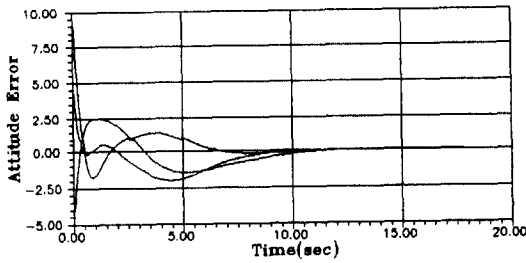
- 1) J. A. Breakwell, "Optimal Feedback Slewing of Flexible Spacecraft", J. Guidance, Dynamics and Control, Vol. 4, pp272-279, 1981
- 2) T. A. W. Dwyer III, "Exact Nonlinear Control of Large Angle Rotational Maneuvers", IEEE, AC-29, NO. 9, pp769-774, 1984
- 3) J. D. Turner & J. L. Junkins, "Optimal Large-Angle Single Axis Rotational Maneuvers of Flexible Spacecraft", J. Guidance Dynamics and Control, Vol. 3, pp578-585, 1980
- 4) S. N. Singh & A. Iyer, "Nonlinear Decoupling Sliding Mode Control and Attitude Control of Spacecraft", IEEE, AES-25, No. 5, pp621-633, 1989
- 5) 홍용식, "인공위성과 우주발사체", 청문각, 1985
- 6) J. J. Slotine, S. S. Sastry, "Tracking Control of Non-linear Systems Using Sliding Surface, whih Application to Robot Manipulators", INT. J. Control, VOL. 38, NO. 2, 1983
- 7) J. J. Slotine, "Sliding Controller Design for Non-linear Systems", INT. J. Control, VOL. 40, NO. 2, 1984
- 8) A. F. Filippov, "Differential Equations with Discontinuous Right-Hand Side", Am. Math. Soc. Trans., 62, 1960



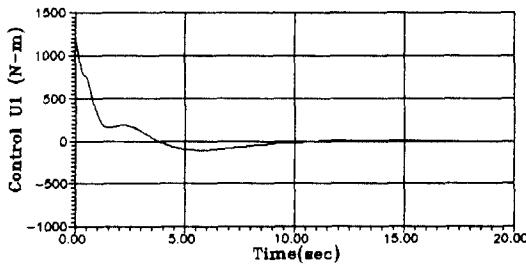
b) 각속도



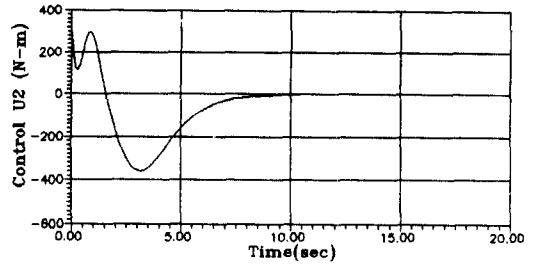
c) 자세각 오차



d) 제어입력 U1



e) 제어입력 U2



f) 제어입력 U3

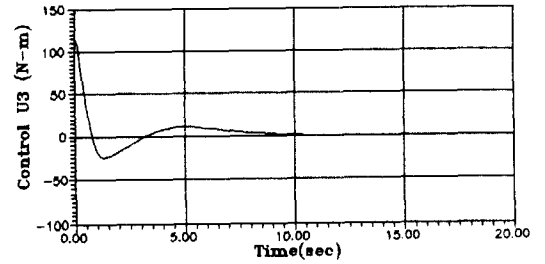
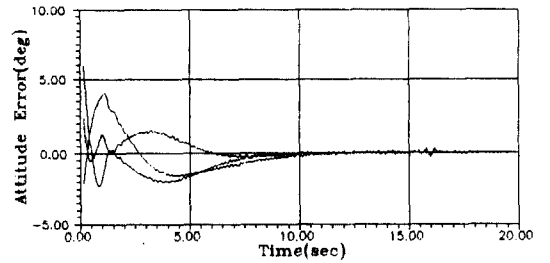


그림2 연속제어기 ($G=3I_{3 \times 3}$, $\epsilon_1=0.167$, $T_d=0$)

a) 자세각 오차



b) 제어입력 U1

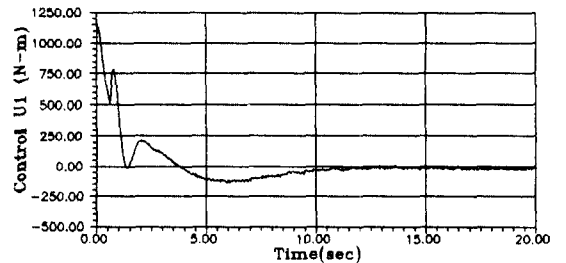
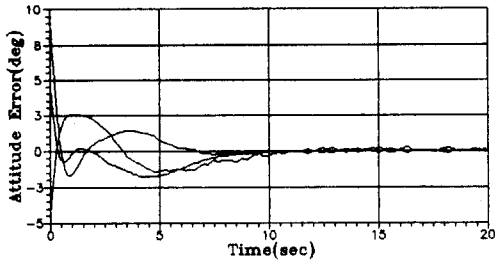


그림3 연속제어기 ($G=3I_{3 \times 3}$, $\epsilon_1=0.167$)



a) 자세각 오차

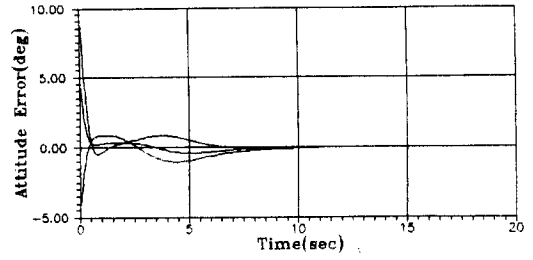
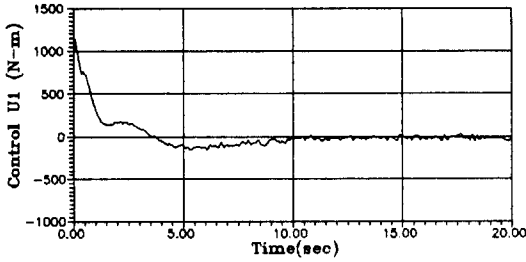
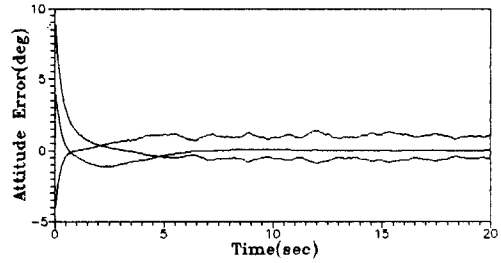


그림6 파라메타 변동을 고려한 연속제어기($G=5I_{3 \times 3}$, $\epsilon_1=0.5$, $T_d=0$)

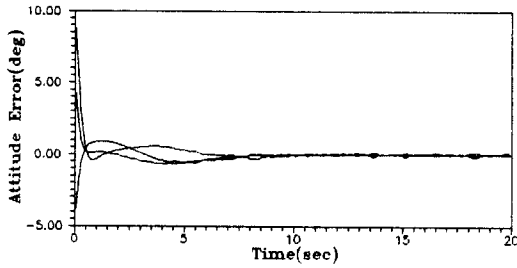


b) 제어입력 U1

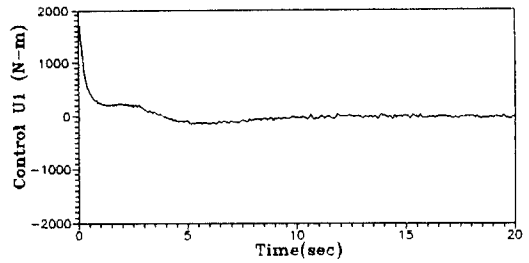


a) 자세각 오차

그림4 연속제어기($G=3I_{3 \times 3}$, $\epsilon_1=0.5$)

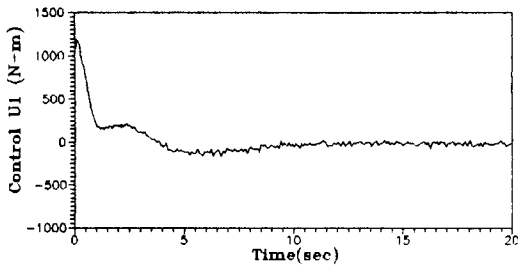


a) 자세각 오차



b) 제어입력 U1

그림7 적분요소가 없는 연속제어기($G=5I_{3 \times 3}$, $\epsilon_1=0.5$)



b) 제어입력 U1

그림5 연속제어기($G=5I_{3 \times 3}$, $\epsilon_1=0.5$)